

(19) RU (11) 2065505 (13) C1  
(51) 6 C 23 C 14/06, 14/58

Committee of Russian Federation  
under the patents and brand marks

**(12) The description of the invention  
to the patent of Russian Federation**

(21) 5068529/02 (22) 10.09.92

(46) 20.08.96 Bul. N 23

(72) Shamarina G.G., Kiselev M. E.

(71) (73) Joint-stock company «Motorostroitel»

(56) US Patent N 4535033

7/00, 1985 Movchan B. A., Maloshenko I.S.

Heat-resistant coatings deposited in vacuum, Kiev, 1983, p. 154-167.

**(54) Turbine blade and the way of its manufacturing.**

**(57) Usage:** the invention concerns to area of manufacturing of turbine blades predominantly of aero-engines.

Essence of the invention: deposition of termoresistant coating is carried out in two stages and the sublayer plotted by the maiden stage contains cobalt 10-11 %, chromium 22-24 %, aluminum 4-5 %, yttrium 0.25-0.3 %, nickel - remaining. After high-temperature coating vacuum diffusion annealing, processing by microblobs, abrasive - liquid processing, deposition of a ceramic layer by a method of condensation and transpiration in vacuum, are carried out sequentially, then the second vacuum diffusion annealing, oxidizing annealing, a thermal fusion of a ceramic layer by hyperthermal pulsing plasma and finalh processing by the second oxidizing annealing are carried out.

2 for., 1 table, 1 fig.

The invention concerns to area of manufacturing of turbine blades predominantly of aero-engines.

There is known the turbine blade with two thermoresistant coating layers. The blade contains thermoresistant metal as a substrate, and multicomponent alloy on a nickel base as a termoresistant coating [1].

Coating is received by deposition in vacuum with the subsequent layer fastening by vacuum diffusion annealing [1].

High-temperature strength, thermostability, thermostrength of a heat-shielding coating determine work life of a blade in a composition of the engine. The thermostability is determined usually by accelerated tests on a mode: a heating of a blade up to temperature superior operational, and its accelerated cooling in running water of room temperature. High-temperature strength, thermostability are determined by a continuous heating, usually at temperature 1100°C in an oxidizing atmosphere

during hundreds hours before the beginning of thermoshield coating destruction.

There is well known the blade manufactured of a superalloy such as JK-6 which contains a coating of two layers; in the first layer there is following components ratio, mas%:

Cromium 16-18  
Aluminium 11-13  
Yttrium 0,25-0,3  
Nickel remaining,

second layer contains the same components with additional introduction of cobalt 8-10 % for rise of high-temperature strength.

After layers deposition a blade is subjected to the first vacuum diffusion annealing at temperature 1050°C within 3.5-4 hours for producing a diffusion zone between base metal of a blade and coating. In the present blade properties and adhesion of a coating depend on a composition of each layer, on the size of diffusion zone between base metal of a blade and metal of coating, which thickness on the average is 8-14 microns. The high-temperature strength of coating depends on a relation of components included. The thermostability is determined by the content of aluminum in a composition of layer, which at thermal tests is oxidized up to  $Al_2O_3$  with increase of volume, that is one of the reasons of shear of coating at tests. However aluminum is indispensable in a composition of coating for increase of affinity degree of coating with base metal during diffusion zone formation.

For equalization of residual stresses after the first annealing a surface of coating is treated by microblobs during three minutes and process of manufacturing of the present blade is finished by the second vacuum diffusion annealing at temperature 1050°C during 3.5-4 hours.

The present blade at thermocycle tests on a mode: a heating up to 1050°C, the cooling up to 20°C in running water before occurrence of shear of coating, maintains up to 10 thermocycles (version 1, fig. 1). At a continuous heating at temperature 1100°C in an oxidizing atmosphere unthermostability of the present blade makes 400 hours, that is not enough for operation of a batch engine in requirements of hostile environments (for example, maritime version), at the considerable content of deleterious impurities in fuel, at simulated increase of gas temperature on an inlet of the turbine.

There is known the blade with a two-layer coating. The first layer - bond layer - represents an alloy of chromium, aluminum, yttrium (ytterbium) with nickel. The second layer - ceramic - is barrier heat-shielding of dioxide of zirconium partially stabilized by oxide of a ytterbium. A ceramic layer is produced by plasma spraying [2]. Such

blade with ceramic coating allows to increase resource of engine at increase of temperature gradient on an inlet and outlet of the turbine.

Disadvantage of such blade is the vulnerability of bond coating from oxidizing conditioned by possible penetration through column structure of a ceramic field of deleterious impurities in combustion products of fuel, and also from action of hostile environments, that considerably reduces high-temperature strength and serviceability of coating, and consequently, restricts resource of engine. Besides the obtaining of a metal layer by plasma spraying on air results in increase of unclosed pores formation, in decrease of density of a ceramic layer and formation of a developed surface with a roughness  $\Delta S$  (not higher).

The task of the invention is the exception of the indicated deficiencies, increase of operation resource of a blade in a composition of an article.

This problem is solved because the coating of a blade with the first heat-resistant layer and second ceramic layer contains follow-up sublayer at following components ratio, mas %:

	Sublayer	1. layer
Cobalt	10-11	8-9
Chromium	22-24	16-18
Aluminium	4-5	11-13
Yttrium	0.25-0.3	0.25-0.3
Nickel	remaining	remaining.

Thus a blade after deposition of heat-resistant layer is subjected to the first vacuum diffusion annealing, then is treated by microblobs, abrasive - liquid processing is carried out and ceramic layer is deposited on it by condensation and transpiration in vacuum. Then a blade is subjected sequentially to second vacuum diffusion annealing, oxidizing annealing, thermal fusion of a ceramic layer by hyperthermal pulsing plasma is carried out and, at last, the second oxidizing annealing is carried out.

At the solution of the indicated problem there is a technical result, at first, at the expense of formation of a bond damping sublayer, which prevents penetration of microdefects incipient both during the deposition of the coating, and during operation, and also provides conformity of a coating from the basic blade on coefficient of thermal expansion  $\alpha$ , and secondly, at the expense of quantitative and qualitative change of component builders, namely introduction of a cobalt in additional sublayer in amount of 10-11 %, reduce of aluminum up to 4-5 % and the increase of a chromium till 22-24 % provides increase of plasticity and thermostability of a sublayer. Thirdly, the management of such operation as thermal fusion of a ceramic layer by hyperthermal pulsing plasma,

allows to improve roughness, having reduced it up to 8 classes, to reduce the amount of open channels on boundaries of column grains, that, at the end, allows to increase thermostability of the blade at simultaneous increase of thermostability.

On a blade produced of basic superalloy such as KKC-6 the first stage is the deposition in vacuum by condensation and transpiration on electron installation of sublayer of heat-resistant coating of a following composition, mas%:

Cobalt	10-11
Cromium	22-24
Aluminium	4-5
Yttrium	0.25- 0.3
Nickel	remaining.

Then at the second stage on the same installation by the same method there is deposited a layer at following components ratio, mas%:

Cobalt	8-9
Cromium	16-18
Aluminium	11-13
Yttrium	0.25- 0.3
Nickel	remaining.

Then a blade is subjected to the first vacuum diffusion annealing on thermovacuum installation at temperature 1050°C during 3.5-4 hours for producing a diffusion zone between base metal of a blade and coating.

Further blade is treated by microblobs for 5 minutes, then the blade is transferred to abrasive - liquid processing for 20 seconds. Then a ceramic layer of a following composition was deposited on the blade in electronic installation by condensation and the transpiration in vacuum, mas%:

$Y_2O_3$	7-9
$ZrO_2$	remaining.

Such method of obtaining of a ceramic layer gives more dense structure.

Then the blade is subjected to the second vacuum diffusion annealing at temperature 1050°C for 3.5-4 hours and to first oxidizing annealing at temperature 750°C for 1 hour in the customary electrical furnace on air. After that a ceramic layer of a blade is fused by hyperthermal pulsing, for example hydrogenous, plasma with density of energy  $10^5-10^9$   $W \times sm^{-2}$  and time of action  $10^{-7} - 10^{-3}$  sec. The processing is conducted on the accelerator of plasma. In a duty cycle formed «plasma jet» a dia of 300 mms was guided on a surface of the blade. At interaction of a stream of plasma with a surface of a ceramic layer 8 %  $Y_2O_3$  +  $ZrO_2$  remaining, in this layer modification of structures and composition takes place on depth up to 20 microns. The

roughness from  $R_a = 1.25$  microns up to  $R_a = 0.62$  microns is improved, the amount of open channels near boundaries of column grains of ceramics decreases, oxides of components under action of electrodynamic processes developing at uptake of energy of plasma decrease up to an intermixture of  $Zr + Zr_2O + ZrO_2 + Y + Y_2O + Y_2O_3$ .

Treating of a blade is finished by the second oxidizing annealing at temperature  $750^\circ C$  for 1 hour. In thermally fused layer the equilibrium state is erected.

In a figure 1 the dependence of thermocycles  $N$  from version of technology is shown, where :

**c1** - first layer of composition 16% Cr + 13 % Al + 0,25 % Y + Ni remaining (analog 1);

**c1M** - first layer of an offered composition 11 % Co + 22 % Cr + 5 % Al + 0,25 % Y + Ni remaining;

**c2** - second layer of composition 9 % Co + 16 % Cr + 13 % Al + 0,25 % Y + Ni remaining;

**c3** - third layer of composition 8 %  $Y_2O_3$  +  $ZrO_2$  remaining;

**вдо** - vacuum diffusion annealing at temperature  $1050^\circ C$  for 3.5 hours;

**мш** - strengthening by microblobs, 3 minutes;

**ажо** - abrasive - liquid processing for 20 seconds;

**втип** - treating by a high-temperature pulsing plasma;

**о** - an oxidizing annealing at temperature  $750^\circ C$ , 1 hour.

The influencing of change of component content in a composition of each layer of heat shield coating consists in following. The decrease of the content of aluminum up to 4-5 % for the first layer promotes conformity with an chemical composition of blade substrate, increase of plasticity, that slows down formation of microcracks from outer layers of coating. Increase of aluminum content more than 13 % gives the increase of layer brittleness. With the decrease of cobalt content less than 8 % heat resistance and plasticity of layers reduce. The increase of cobalt content to 10-11 % in combination with the increase of chromium to 22-24 of % allows to increase heat resistance and thermostability. However at the content of a chromium more than 24 % the heat resistance increases, but simultaneously plasticity reduces and the predilection to a cracks initiation increases. The cobalt promotes deceleration of diffusion processes, however, if cobalt is more than 11 %, the conformity of coefficient of thermal expansion of layer and the substrate disturbs. In a ceramic layer the decrease of yttrium content less than 7 % reduces thermostability, the increase of yttrium content more than 9 % raises porosity of layer and oxidation rate.

The test data on thermostability and heat resistance of turbine blades are listed in table 1.

Thus, deposition of additional damping heat resistant sublayer and ceramic layer on a blade with introduction such operations, as abrasive - liquid processing, two oxidizing annealings, and also the thermal fusion of ceramic layer by hyperthermal pulsing plasma in a manufacturing process allows to defend blade substrate from penetration of microdefects, to lower a surface roughness at simultaneous decrease of open channels in a ceramic layer, that results in increase of a thermostability and heat resistance of the blade and to the increase of its operation resource in a composition of the engine.

### CLAIMS

1. The turbine blade containing a two-layer coating with the first heat-resistant layer, including cobalt, chromium, aluminum, yttrium and nickel and second ceramic layer, distinguished of subjects, that it contains an additional sublayer between blade substrate and heat resistant layer at following components ratio, mas%:

Cobalt	10 - 11
Cromium	22 - 24
Aluminium	4 - 5
Yttrium	0,25 - 0,3
Nickel	remaining,

and the first layer contains components in the ratio, mas%:

Cobalt	8 - 9
Cromium	16 - 18
Aluminium	11 - 13
Yttrium	0,25 - 0,3
Nickel	remaining.

2. Method of manufacturing of turbine blades including consequent deposition of heat resistant layer in vacuum in two stages and realization of two vacuum annealings with intermediate treatment of the blade by microblobs distinguished of subjects, that after treatment by microblobs the blade is subjected to abrasive liquid processing and ceramic layer is deposited by condensation and transpiration in vacuum, and after the second vacuum annealing there are carried out consequently first oxidizing annealing, thermal fusion of ceramic layer by hyperthermal pulsing plasma and second oxidizing annealing.

Table 1.

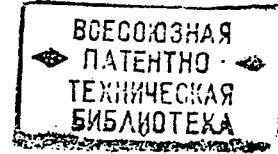
Version	blade char.	roughness $R_a, \mu m$	thermocycle N	Thermostabi- lity $T=1100^{\circ}C$ , hours
1	2 layers of heat resistant coating without ceramics	1,32	10	400
2	Add ceramic layer without <b>ВТИИ</b>	1,60	17	800
3	Changed composition of the 1 <sup>st</sup> layer + ceramic layer	1,60	18	900
4	Changed composition of the 1 <sup>st</sup> layer + fused ceramic layer	0,83 -- 1,25	25	1200
5	Changed composition of the 1 <sup>st</sup> layer + fused and oxidized ceramic layer	1,25 -- 0,62	27	1300



(19) RU (11) 2065505 (13) C1  
(51) 6 С 23 С 14/06, 14/58

Комитет Российской Федерации  
по патентам и товарным знакам

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ  
к патенту Российской Федерации



1  
(21) 5068529/02 (22) 10.09.92  
(46) 20.08.96 Бюл. № 23  
(72) Шамарина Г.Г., Киселев М.Е.  
(71) (73) Акционерное общество "Моторостроитель"  
(56) Патент США N 4535033, кл. С 23 С 7/00, 1985. Мовчан Б.А., Малошенко И.С. Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме, Киев Наукова думка, 1983, с. 154-167.  
(54) ЛОПАТКА ТУРБИНЫ И СПОСОБ ЕЕ ИЗГОТОВЛЕНИЯ  
(57) Использование: изобретение относится к области изготовления лопаток турбины преимущественно авиационных двигателей. Сущность изобретения: нанесение жаростойкого покрытия проводят в два этапа, причем

2  
подслой, наносимый первым этапом, содержит кобальта 10 - 11%, хрома 22 - 24%, алюминия 4 - 5%, иттрия 0,25 - 0,3%, никеля - остальное. После нанесения жаростойкого покрытия проводят последовательно вакуумный диффузионный отжиг, обработку микрошариками, абразивно-жидкостную обработку, наносят керамический слой методом конденсации и испарения в вакууме, проводят 2-й вакуумный диффузионный отжиг, окислительный отжиг, термическое оплавление керамического слоя высокотемпературной импульсной плазмой и заканчивают обработку вторым окислительным отжигом. 2 с.п.ф.-лы, 1 табл., 1 ил.

RU

2065505

C1

C1

2065505

RU

Изобретение относится к области изготавления лопаток турбины преимущественно авиационных двигателей.

Известна лопатка турбины с двумя слоями жаростойкого покрытия. Лопатка содержит в качестве основы жаростойкий жаропрочный металл, а в качестве жаростойкого покрытия - многокомпонентный сплав на никелевой основе [1].

Покрытие получают осаждением в вакууме с последующим закреплением слоя посредством вакуумных диффузионных отжигов [1].

Жаростойкость, термостойкость, термостабильность теплозащитного покрытия определяют долговечность работы лопатки в составе двигателя. Термостойкость определяется обычно ускоренными испытаниями по режиму: нагрев лопатки до температуры, превышающей эксплуатационную, и ускоренное ее охлаждение в проточную воду комнатной температуры. Жаростойкость, термостойкость определяют непрерывным нагревом, обычно при температуре 1100°C в окислительной среде в течение сотен часов до начала деструкции теплозащитного покрытия.

Известна лопатка, изготовленная из жаростойкого сплава типа ЖС-6, содержит покрытие из 2-х слоев; в первом слое следующее соотношение компонентов, мас. %:

Хром	16 - 18
Алюминий	11 - 13
Иттербий	0,25 - 0,3
Никель	остальное,

во втором слое содержатся те же компоненты с дополнительным введением кобальта 8 - 10% для повышения жаростойкости.

После нанесения слоев лопатку подвергают первому вакуумному диффузионному отжигу при температуре 1050°C в течение 3,5 - 4 часов для создания диффузионной зоны между основным металлом лопатки и покрытием. В известной лопатке свойства и адгезия металлического покрытия зависят от состава каждого слоя, от величины диффузионной зоны между основным металлом лопатки и металлом покрытия, толщина которого в среднем составляет 8 - 14 мкм. Жаростойкость покрытия зависит от соотношения входящих в него компонентов. Термостойкость определяется содержанием алюминия в составе слоя, который при термических испытаниях окисляется до  $Al_2O_3$  с увеличением объема, что является одной из причин скальвания покрытия при испытаниях. Однако алюминий необходим в составе покрытия для увеличения степени

средства покрытия с основным металлом при формировании диффузионной зоны.

Для выравнивания остаточных напряжений после первого отжига поверхность покрытия обрабатывают микрошариками в течение 3-х минут и заканчивают процесс изготовления известной лопатки вторым вакуумным диффузионным отжигом при температуре 1050°C в течение 3,5 - 4 часов.

Известная лопатка при термоциклических испытаниях по режиму: нагрев до температуры 1050°C, охлаждение до 20°C в проточную воду до появления сколов покрытия выдерживает до 10 термоциклов (вариант I, фиг. 1). При непрерывном нагреве при температуре 1100°C в окислительной среде термостабильность известной лопатки составляет 400 часов, что недостаточно при работе серийного двигателя в условиях агрессивных сред (например, морской вариант), при значительном содержании в топливе вредных примесей, при искусственном увеличении температуры газа на входе турбины.

Известна лопатка с двухслойным покрытием. Первый слой - связующий - представляет собой сплав хрома, алюминия, иттербия (иттербия) с никелем. Второй слой - керамический - барьерный теплозащитный из диоксида циркония, частично стабилизированного оксидом иттербия. Керамический слой получают методом плазменного напыления на воздухе [2]. Такая лопатка с керамическим покрытием позволяет повысить ресурс работы двигателя при увеличении температурного градиента на входе и выходе турбины.

Недостатком такой лопатки является незащищенность связующего слоя от окисления, обусловленная возможным проникновением через стольчатую структуру керамического поля вредных примесей продуктов сгорания топлива, а также от воздействия агрессивных сред, что значительно снижает жаростойкость и работоспособность металлического покрытия, а следовательно, ограничивает ресурс работы двигателя. Кроме того, получение металлического слоя методом плазменного напыления на воздухе приводит к повышению образования открытых пор, снижению плотности керамического слоя и формированию развитой поверхности с шероховатостью  $\Delta 5$  (не выше).

Задачей изобретения является исключение указанных недостатков, повышение ресурса работы лопатки в составе изделия.

Эта задача решается за счет того, что покрытие лопатки с первым жаростойким слоем и вторым керамическим содержит

дополнительно подслой при следующем соотношении компонентов, мас. %:

подслой	I слой
кобальт 10 - 11	кобальт 8 - 9
хром 22 - 24	хром 16 - 18
алюминий 4 - 5	алюминий 11 - 13
иттрий 0,25 - 0,3	иттрий 0,25 - 0,3
никель остальное	никель остальное.

При этом лопатку после нанесения жаростойкого слоя подвергают первому вакуумному диффузионному отжигу, затем обрабатывают микрошариками, проводят абразивно-жидкостную обработку и наносят на нее керамический слой методом конденсации и испарения в вакууме. После чего лопатку подвергают последовательно второму вакуумному диффузионному отжигу, окислительному отжигу, проводят термическое оплавление керамического слоя высокотемпературной импульсной плазмой и, наконец, проводят второй окислительный отжиг.

При решении указанной задачи создается технический результат, во-первых, за счет формирования связующего демпфирующего подслоя, который препятствует проникновению микродефектов, возникающих как при нанесении покрытия, так и при эксплуатации, а также обеспечивает согласованность покрытия с основной лопатки по коэффициенту термического расширения  $\alpha$ , во-вторых, за счет количественного и качественного изменения составляющих компонентов, а именно введение кобальта в дополнительный подслой в количестве 10 - 11%; уменьшение алюминия до 4 - 5% и увеличение хрома до 22 - 24% обеспечивает повышение пластичности и термостабильности подслоя. В-третьих, введение такой операции, как термическое оплавление керамического слоя высокотемпературной импульсной плазмой, позволяет улучшить шероховатость, уменьшив ее до 8-го класса, уменьшить количество открытых каналов по границам столбчатых зерен, что, в конечном итоге, позволяет увеличить термостойкость лопатки при одновременном увеличении термостабильности.

На лопатку из жаростойкого основного сплава типа ЖС-6 первым этапом наносится в вакууме методом конденсации и испарения на электронно-лучевой установке подслой жаростойкого покрытия следующего состава, мас. %:

кобальт	10 - 11
хром	22 - 24
алюминий	4 - 5
иттрий	0,25 - 0,3
никель	остальное.

Затем вторым этапом на той же установке тем же методом наносится слой при следующем соотношении компонентов, мас. %:

кобальт	8 - 9
хром	16 - 18
алюминий	11 - 13
иттрий	0,25 - 0,3
никель	остальное.

Затем лопатку подвергают первому вакуумному диффузионному отжигу на термовакуумной установке при температуре 1050°C в течение 3,5 - 4 часов для создания диффузионной зоны между основным металлом лопатки и покрытием.

Далее лопатку обрабатывают в течение 5 минут микрошариками, после чего лопатка переходит на абразивно-жидкостную обработку на 20 секунд. Затем на лопатку на электронно-лучевой установке методом конденсации и испарения в вакууме наносят керамический слой следующего состава, мас. %:

$Y_2O_3$	7 - 9
$ZrO_2$	остальное.

Такой метод получения керамического слоя дает более плотную его структуру.

Затем лопатку подвергают второму вакуумному диффузионному отжигу при температуре 1050°C в течение 3,5 - 4 часов и первому окислительному отжигу при температуре 750°C в течение 1 часа в обычной электрической печи на воздухе. После этого керамический слой лопатки оплавляют высокотемпературной импульсной, например водородной, плазмой с плотностью энергии  $10^5 - 10^9 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2}$  и временем воздействия  $10^{-7} - 10^{-3}$  сек. Обработка ведется на ускорителе плазмы. В рабочем цикле сформированную "плазменную струю" диаметром 300 мм направляли на поверхность лопатки. При взаимодействии потока плазмы с поверхностью керамического слоя 8%  $Y_2O_3 + ZrO_2$  остальное, в этом слое на глубину до 20 мкм происходят изменения структуры и состава. Улучшается шероховатость от  $R_a = 1,25 \text{ мкм}$  до  $R_a = 0,62 \text{ мкм}$ , уменьшается количество открытых каналов по границам столбчатых зерен керамики, окислы компонентов под воздействием электродинамических процессов, развивающихся при поглощении энергии плазмы, восстанавливаются до смеси вида  $Zr + Zr_2O + ZrO_2 + Y + Y_2O + Y_2O_3$ .

Заканчивают обработку лопатки вторым окислительным отжигом при температуре 750°C в течение 1 часа. В термически оплавленном слое устанавливается равновесное состояние.

На фиг. 1 представлена зависимость термоциклов N от варианта технологии, где:

c1 - первый слой состава 16% Cr + 13% Al + 0,25% Y + Ni остальное (аналог (1));  
 c1м - первый слой предложенного состава 11% Co + 22% Cr + 5% Al + 0,25% Y + Ni остальное;

c2 - второй слой состава 9% Co + 16% Cr + 13% Al + 0,25% Y + Ni остальное;

c3 - третий слой состава 8%  $Y_2O_3$  +  $ZrO_2$  остальное;

вдо - вакуумный диффузионный отжиг при температуре 1050°C в течение 3,5 часов;

мш - упрочнение микротариками, 3 минуты;

ажо - абразивно-жидкостная обработка в течение 20 секунд;

втил - высокотемпературной импульсной плазмой обработка;

о - окислительный отжиг при температуре 750°C, 1 час.

Влияние изменения содержания компонентов в составе каждого слоя теплозащитного покрытия состоит в следующем. Уменьшение содержания алюминия до 4 - 5% для первого слоя способствует согласованности с химическим составом основы лопатки, увеличению пластичности, что замедляет распространение микротрещин из наружных слоев покрытия. Увеличение содержания алюминия более 13% приводит к увеличению хрупкости слоя. При уменьшении содержания кобальта менее 8% жаростойкость и пластичность слоя снижаются. Увеличение содержания кобальта до 10 - 11% в сочетании с увеличением хрома до

22 - 24% позволяет увеличить жаростойкость и термостабильность. Однако при содержании хрома менее 16% жаростойкость уменьшается, при содержании хрома более 24% жаростойкость увеличивается, но одновременно падает пластичность и увеличивается склонность к трещинообразованию. Кобальт способствует замедлению диффузионных процессов, однако, если кобальта больше 11%, то нарушается согласованность коэффициента термического расширения слоя и основы. В керамическом слое уменьшение содержания окиси иттрия  $Y_2O_3$  менее 7% снижает термостабильность, увеличение содержания окиси иттрия более 9% повышает пористость слоя и скорость окисления.

Результаты испытания лопатки турбины на термостойкость и термостабильность приведены в таблице 1.

Таким образом, нанесение на лопатку дополнительного демпфирующего жаростойкого подслоя и керамического слоя с введением в техпроцесс таких операций, как абразивно-жидкостная обработка, два окислительных отжига, а также термическое оплавление керамического слоя высокотемпературной импульсной плазмой позволяет защитить основу лопатки от проникновения микродефектов, снизить шероховатость поверхности при одновременном уменьшении открытых каналов в керамическом слое, что приводит к увеличению термостойкости и термостабильности лопатки, а значит, и к повышению ресурса ее работы в составе двигателя.

## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Лопатка турбины, содержащая двухслойное покрытие с первым жаростойким слоем, включающим кобальт, хром, алюминий, иттрий и никель и вторым керамическим, отличающаяся тем, что она дополнительно содержит подслой между основой лопатки и жаростойким слоем при следующем соотношении компонентов, мас. %:

Кобальт	10 - 11
Хром	22 - 24
Алюминий	4 - 5
Иттрий	0,25 - 0,3
Никель	остальное, причем первый слой содержит компоненты в следующем соотношении, мас. %:
Кобальт	8 - 9
Хром	16 - 18
Алюминий	11 - 13

Иттрий

0,25 - 0,3

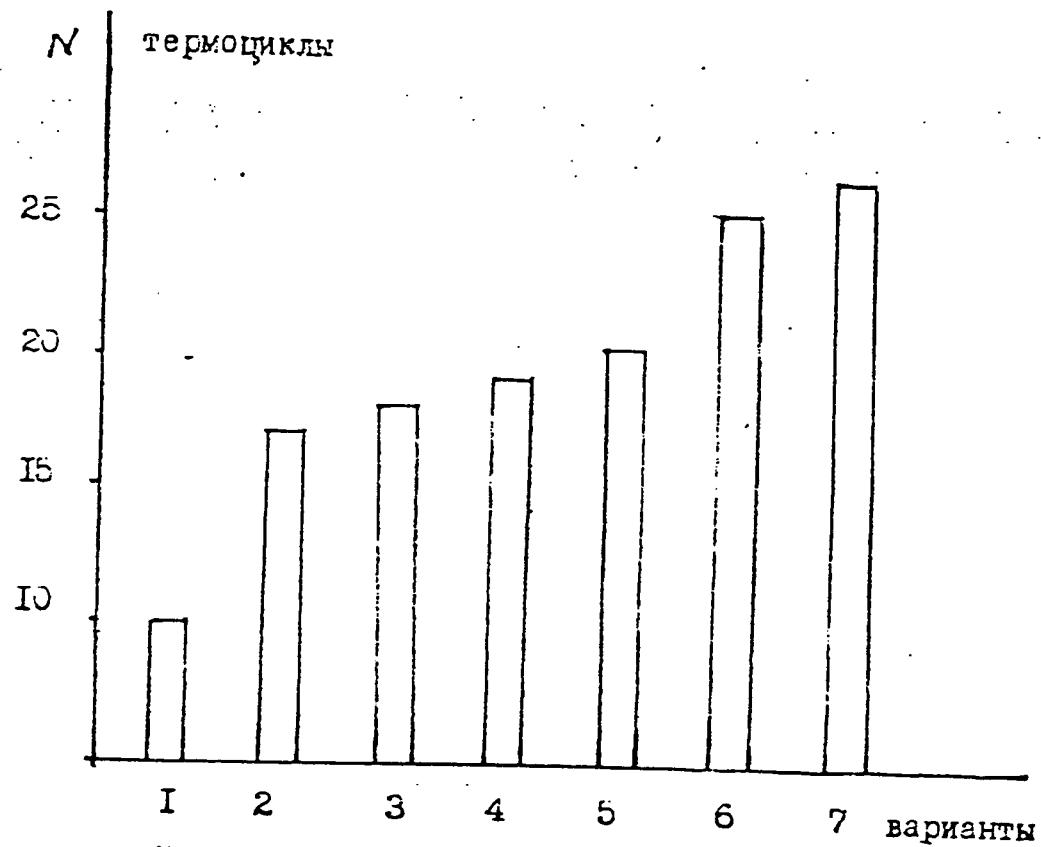
Никель

остальное

2. Способ изготовления лопатки турбины, включающий последовательное нанесение в вакууме жаростойкого слоя в два этапа и проведение двух вакуумных отжигов с промежуточной обработкой лопатки микротариками, отличающийся тем, что после обработки микротариками лопатку подвергают абразивной жидкостной обработке и наносят методом конденсации и испарения в вакууме керамический слой, а после второго вакуумного отжига проводят последовательно первый окислительный отжиг, термическое оплавление керамического слоя высокотемпературной импульсной плазмой и второй окислительный отжиг.

Таблица 1

Вариант	Характеристика лопатки	Шероховатость Ra, мкм	Термостойкость (термоциклии) N	Термостабильность T = 1100° в часах
1	Два слоя жаростойкого покрытия без керамики (1)	1,32	10	400
2	Добавлен керамический слой без втипа	1,60	17	800
3	Изменен состав 1-го слоя + керамический слой	1,60	18	900
4	Изменен состав 1-го слоя + керамический слой с оплавлением	0,83-1,25	25	1200
5	Изменен состав 1-го слоя + керамический слой с оплавлением и окислением	1,25-0,62	27	1300



Фиг. I Зависимость количества термоциклов от варианта технологии

1. сI + с2 + вдо + мш + вдо
2. сI + с2 + вдо + мш + с3 + вдо + о
3. сI<sub>м</sub> + с2 + вдо + мш + вдо + с3 + вдо + о
4. сI<sub>м</sub> + с2 + вдо + мш + с3 + вдо + о
5. сI<sub>м</sub> + с2 + вдо + мш + ажо + с3 + вдо + о
6. сI<sub>м</sub> + с2 + вдо + мш + ажо + с3 + вдо + с + втип
7. сI<sub>м</sub> + с2 + вдо + мш + ажо + с3 + вдо + о + втип

Заказ 18п

Подписьное

ВНИИПИ, Рег. ЛР № 040720  
113834, ГСП, Москва, Раушская наб., 4/5